研究論文 DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.2.084

2차원 축소확대노즐의 추력편향특성 실험연구

유두환* · 최성만**† · 오성환***

Experimental Study of the Thrust Vectoring Characteristics in a Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzle

Du Whan Yu* · Seong Man Choi**† · Seong Hwan Oh***

ABSTRACT

Stealthy, high maneuverability and super cruise abilities are required for the next generation fighter and unmanned aircraft. Thrust vector control technique currently come into use to meet these requirements. In this experimental study, axial and pitch thrust were measured and Schlieren visualization were carried out using the scaled two dimensional thrust vector nozzles under various pitch deflection angle, pitch flap length and height. From the study, we could get the supersonic flow characteristics and draw an optimum geometric configuration of the two dimensional thrust vector nozzle.

초 록

차세대 전투기 및 무인 전투기의 경우 스텔스성과 고 기동성, 초음속 순항 등의 임무들이 필수적으로 요구된다. 이러한 고성능 요구조건을 만족하기 위하여 초음속 배기노즐의 추력편향제어기법이 대두되고 있다. 본 연구에서는 2차원 초음속 추력편향노즐의 축소모델을 이용하여, 피치 편향각 및 피치 플랩길이에 따른 추력을 측정하고, 동시에 초음속 유동에 대한 쉴리렌 가시화를 수행하였다. 연구결과 추력편향시의 유동특성을 이해할 수 있었고, 추력 편향 시 최적의 피치편향 효율을 가지는 추력편향노즐의 기하학적 형상을 도출 할 수 있었다.

Key Words: 2-D C-D Nozzle(축소 확대 노즐), Thrust Vector(추력편향), Pitch Deflection(수직 편향)

1. 서 론

최신의 초음속 항공기의 경우 고기동성, 생존성 향상을 위한 스텔스성 및 단거리/수직 이착륙 성능이 필수 요구조건으로 부각되고 있다[1]. 이를 위하여 미래 항공기의 개발방향에 대부분 노즐의 추력편향 능력을 포함시키고 있는 추세이다. 특히 엔진의 배기노즐을 이용한 추력편향은 공기역학 제어 표면의 표면적을 줄어들게 하

접수일 2012. 11. 27, 수정완료일 2013. 3. 12, 게재확정일 2013. 3. 19
* 학생회원, 전북대학교 항공우주공학과
** 종신회원, 전북대학교 항공우주공학과
*** 종신회원, 국방과학연구소 7기술연구본부 2부
† 교신저자, E-mail: csman@jbnu.ac.kr
[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

여 항력과 항공기 무게를 줄여줄 수 있는 장점이 있는 것으로 알려져 있다[2]. 추력편향의 방법으로는 크게 노즐 형상의 기하학적 변화를 이용하여 직접적으로 유동의 방향을 바꾸어주는 기계 역학적 방법, 고정노즐에 유체역학적 효과를 이용해 추력을 편향 시키는 유체역학적 방법으로 구분할 수 있다[3].

유체역학적 방법 중 하나인 CJTVC(Confined Jet Thrust Vector Control)에 관해서 Porzio[4]등에 의해서 연구가 되었다. CJTVC 노즐은 과팽창 유동조건에서 작동하며, 확대부 영역에서 하류쪽으로 흘러가며 오리피스에서 출구로 재 부착되는 유동에 의해 좁은 영역에 제트가 형성되어 추력 편향되는 원리를 이용하는 것이다. 이 방법의 경우 2차 분사압력이 주어진 주 유동 압력보다 매우 낮을 때 노즐안의 압력 파동, 불안정한 측 추력 그리고 불안정한 편향이 나타나는 문제점이 발생하였다. 고정된 형상을 갖는 항공기 배기 노즐 시스템에서 스텔스 기능과 함께 배기노즐 시스템의 무게를 줄이기 위하여 "Shock Vector Control Method (SVC)", "Throat Shifting Method(TS)" 및 "Counter Flow Method" 등 3가지 개념의 추력편향 기술에 대한 연구가 Karen 등[5]에 의해 진행 되고 있다. 이러한 방법으로 실질적인 노즐의 설계가 이루어 졌고 이중 목표 피치각 20°으로 연구 되어 졌으나 최대 14°정도로 목표치에 도달하지 못한 경우도 있다. TS 방법은 위 Confined Jet Thrust Vector Control과 매우 유사한 방법으로 실험적으로 추력편향이 가능하다는 것을 입증한 바 있다. 하지만 유체노즐 기술 분야에서는 아직까지 편향각에 대한 조작이 쉽지 않아 제어분야의 많은 연구개발이 이루어져야 할 것 으로 보인다.

기계역학적 편향방법으로 Taylor[2] 등에 의해 이차원 축소-확대 노즐의 요 및 피치 추력편향 실험연구가 수행된 바 있으며, 아음속에서의 유동편향이 초음속 편향보다 효과적이며, 요 편향보다 피치편향의 경우가 더 효과적이라고 보고하였다. Martin[6]는 F/A 18항공기를 개조하여 추력편향 및 최신의 제어기법을 적용한 연구를 진행 하여 각 엔진 배기 노즐에 3개의 베인을 장착하여 추력 편향을 하는 방식을 연구 하였다. 이러한 연구결과를 바탕으로 실제 운용되는 항공기들에 추력편향 기법을 적용 하였으며, F-22의 경우 피치편향이 가능하며, X-45의 경우 요편향이 가능하도록 하여 러더와 꼬리 날개를 제거함으로써 스텔스 기능을 향상시킨 예가 있다.

현재 국내에서는 몇몇의 수치 해석 연구나 유체역학적 편향방법에 대한 연구가 주로 이루어지고 있다. 신춘식 등[7]은 이중목을 설치한 유체역학적 편향방법을 수치해석 연구하였다. 노즐의 목 이후에 확대 축소부분이 추가하여 전단 노즐목 부분에서 2차 분사 유동을 통하여 박리구간을 형성하여 편향을 시키게 되는 방식으로 앞서 거론한 Throat Shifting Method 방법과 유사하며, 노즐 압력비(NPR)에 따라 효율의 변화가 크며 노즐 압력비가 5일 때 가장 좋은 추력계수를 갖는다고 보고하였다. 전동현 등[8]은 Coanda 효과를 이용한 추력편향 등을 연구하였다.

이와 같이 국내에서는 현재 선진국에서 이미 사용하고 있는 기계 역학적 추력편향 제어 기술에 관련된 연구가 아직 미비한 실정이며, 차세대 초음속 항공기 연구를 위해서는 기계 역학적인 추력편향 장치에 대한 기초 연구의 필요성은 더욱 강조되고 있는 현실이다. 특히 축대칭 노즐과 유사한 성능을 가지면서도 가변제어 및 추력편향이 가능한 이차원 축소-확대 노즐을 이용한 추력편향 기술은 기동성, 운용성, 생존성 등의 향상을 위한 필수적인 요소로 인식되고 있다[9, 10]. 따라서 본 연구에서는 추력편향기술에 대한 기초연구의 일환으로 이차원 초음속 추력편향 노즐에 대한 유동 가시화 실험연구를 수행하였다. 이를 위해 차원 축소 확대 노즐의 실험 장치를 구성하고 피치 편향각 및 피치플랩길이의 등의 기하학적 변수에 대한 영향을 로드셀을 이용하여 추력을 측정하고 이를 분석하고 평가하였다.

2. 실험장치 및 실험 방법

2.1 실험모델

Table 1. Test Conditions

Operating Condition		Take off Acceleration	Best Cruise Mach	Mil. Power	Max. Power
		M=0.01	M=0.9	M=1.5	M=1.8
		0ft	30,000ft	30,000ft	40,000ft
유량 $(\dot{m}_8)$	kg/s	0.807	0.875	1.842	3.493
압력 (P_{t8})	kPa	342.46	595.8	1247.2	1584.5
온도 (T_{t8})	K	300	300	300	300
속도 (V_{9i})	m/s	453.3	456.2	551.9	550.53
추력 (F_g)	N	356	453	1015	2093

Table 2. Test Variants

Variant	Case	Mach No.	Pitch Length	Pitch Deflection Angle
Pitch Deflection Angle	1	M=1.5	1.5H_9	0°
	2	M=1.5	1.5H_9	10°
	3	M=1.5	1.5H_9	20°
Pitch Flap Length Ratio	4	M=1.5	0.5H_9	20°
	5	M=1.5	1.0H_9	20°
	6	M=1.5	1.5H_9	20°
	7	M=1.5	2.0H_9	20°
	8	M=1.5	2.5H_9	20°

H_9 : Height at the Nozzle Exit

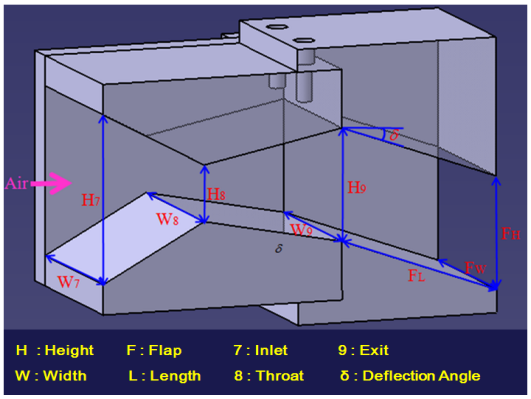


Fig. 1 Test Nozzle Configuration

본 연구에서는 고도 40 kft에서 최대 마하수 1.8 까지 비행 가능하고 마하수 1.5로 순항비행이 가능한 가상의 초음속 항공기를 모델로 설정하였다. 이러한 가상의 항공기의 운용조건 중 지상정지 조건, 연료효율이 가장 우수한 Best Cruise 조건, 초음속 순항 조건(Mil. Power), 후기연소기 작동시의 최대 마하수 조건(Max. Power)일 때의 4가지 조건에 대한 설계점 및 탈설계점 성능 분석을 하였다. 이를 토대로 설정한 가상의 초음속 항공기 엔진에 대하여 약 1/18로 축소된 2차원 축소 확대 노즐의 모델을 도출하였으며, 축소모델에 대한 유량, 압력, 온도, 속도 및 추력 값이 Table 1에 제시 되어 있다[11]. 단 본 실험연구는 실험설비의 여건상 온도조건은 모사하지 않고 상온조건에서 실험을 진행 하였으며, 공기온도는 상온인 300 K 로 가정 하였으며, 노즐의 유동특성은 비행조건과 동일하게 유지하였다.

이차원 축소-확대노즐의 모델은 Fig. 1에 제시되어 있다. 실험모델은 피치편향각과 피치플랩길이를 변경할 수 있도록 하였으며 Table 2에 각각의 실험형상 제원이 표시되어 있다. 이때 H_9은 노즐 확대부의 출구 높이이다. 피치플랩의 길이는 출구높이와의 비로 결정하였으며, 출구높이의 0.5배(0.5H_9), 1.0배(1.0H_9), 1.5배(1.5H_9), 2.0배(2.0H_9), 2.5배(2.5H_9) 의 5가지로 모델로 설정하였다. 또한 피치각(δ)은 0°, 10°, 20°의 3가지 단계로 설정하였다. 이때 필요한 공기 유량은 1.842 kg/s 이며 압력은 1,247.2 kPa 이다. 공기유량과 필요 압력은 소닉노즐의 목에서의 초킹을 이용하여 실험조건을 맞추어 주었다. 압력 손실을 고려하여 본 실험 장치에 알맞은 소닉노즐을 설계하기 위해 ISO 9300 규격에 제시된 소닉노즐 목면적과 출구면적의 비에 따른 압력 회복률 0.89를 이용하였다. 따라서 실험에서는 11%의 압력 손실량을 추가적으로 더하여 공급 압력을 맞추어 주었다.

2.2 실험 장치

실험 장치는 마하 1.5 조건으로 공기를 가속시켜 실험모델로 공기를 공급한 후 실험모델에서 발생되는 수평 및 수직 추력을 로드셀을 이용하

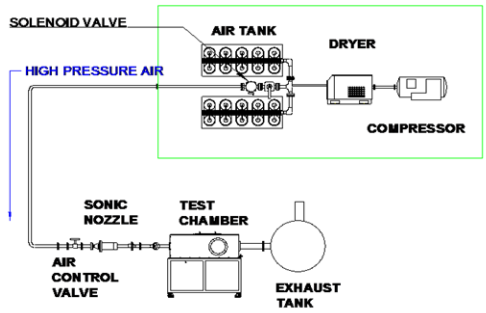


Fig. 2 Test Facility Layout

여 측정하도록 고안하였다. 또한 이때의 초음속 유동장 관측을 위하여 쉴리렌 가시화 장치를 도입하였다. Fig. 2에 실험장치 시스템 개략도를 제시하였다. 공기의 흐름은 다음과 같이 진행된다. 고압탱크에 압축 돼 있던 고압공기는 솔레노이드 밸브를 통하여 소닉노즐로 이동되고, 소닉노즐에서의 유량측정을 거친 후 테스트 챔버에 유입된 후 최종적으로 실험노즐로 이동되어 초음속 분사가 이루어지게 된다.

고압 공기저장 시스템은 실험시간을 약 30초로 산정하고 이때 필요한 공기저장탱크의 용량을 약 $0.9m^3$ 가 되도록 하였다. 고압공기챔버에서 실험장치로 연결된는 유로상에 설치된 소닉노즐은 유량계산식 Eq. 1을 이용하여 마하 수 1.5일 때의 노즐 목 직경(A^*) 이 27 mm 가 되도록 하였다. 이 때 소닉 노즐은 초킹 현상에 의해서 일정한 유량을 공급할 수 있으며 소닉 노즐 목 이후의 후류를 안정적인 유동으로 제공할 수 있게 한다.

$$\dot{m} = \frac{A^* C C^* P_o}{\sqrt{\frac{R}{M} T_o}} \quad (1)$$

C : Discharge coefficient
C^* : Critical flow function
M : Molar mass
A^* : Cross-sectional of Venturi nozzle throat (m^2)
$\dot{m}$: Mass flow rate (kg/s)

이차원 추력 편향 노즐의 성능특성을 파악 하는데 있어서 추력 측정은 핵심적인 측정 요소라 할 수 있다. Fig. 3에 테스트 챔버 내부에 각 로드셀이 장착된 모습을 제시 하였다. 실험 노즐의 추력을 상쇄 시킬 수 있는 고압공기의 유동의

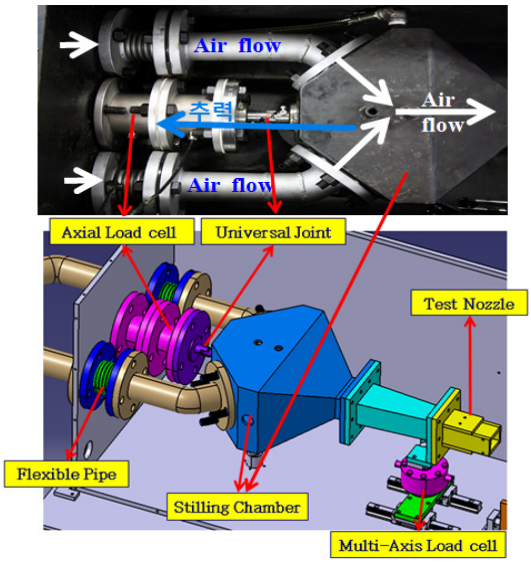


Fig. 3 Thrust Measurement System

힘을 스틸링 챔버를 통해 양쪽 45°로 유입 시켜 축 추력 방향에 간섭을 최소화 하였다.

로드셀 (Cas Koera, Max. Force 1,000 kgf, 1 Axis)을 이용하여 축 방향 힘을 측정하였으며, 수직력에 대한 자유도를 주기 위해 스틸링 챔버와 로드셀 사이에 유니버셜 조인트를 체결 하였다. 일정 탄성 계수를 가지는 플랙시블 플랜지를 장착하여 축방향의 자유도를 주었다. 편향 실험 시 발생하는 수직력 측정을 위하여 다축 로드셀 (Interface, Max Force 454 kgf, Multi-Axis)을 실험 노즐 플랜지 하단에 장착하였고 이때 수직력 힘만 측정 할 수 있도록 로드셀 하단에 슬라이딩 구조를 설치하여 수평자유도를 줄 수 있도록 하였다.

유동 가시화는 쉴리렌 기법을 사용하여 수행하였으며 Fig. 4에 개략도가 제시되어 있다. 쉴리렌 기법은 투명한 매질 속에 굴절률의 변화가 있을 때, 그 변화를 밝기의 차이로 바꾸어 관찰하는 광학적 측정법으로써, 광원은 300 W 제논 램프를 이용하였고, 핀홀, 평면거울, 초점 2 m 오목 거울, Knife Edge, 대물렌즈, 카메라로 시스템을 구성하였다.

계측 시스템으로는 소닉 노즐과 스틸링 챔버에서 정압과 온도를 측정하여 유량과 압력을 확

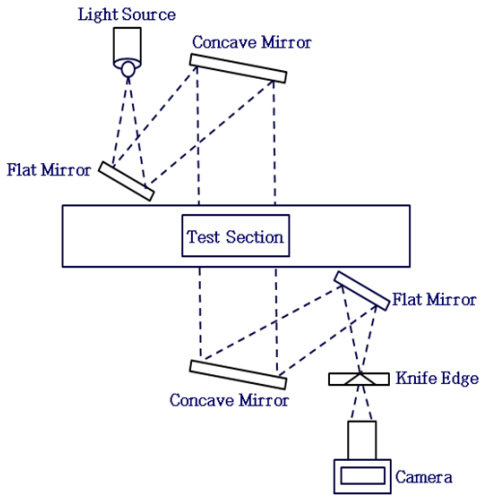


Fig. 4 Schematic of Schlieren System

인하고 동시에 스틸링 챔버에서는 부르돈관을 사용하는 아날로그타입의 압력게이지를 설치하여 실험 시 실시간으로 스틸링 챔버 내부의 정압을 확인할 수 있도록 하였다. 압력센서와 온도센서(K Type), 로드셀 등으로 얻어진 전기적 신호를 시그널 컨디셔너를 통하여 증폭시킨 후 NI_SCXI_1000의 DAQ 장치로 전송하여 Lab View 소프트웨어를 통해 기록하도록 하였다.

2.3 실험장치 보정

고압공기 공급 시 소닉 노즐과 스틸링 챔버 사이의 공기 공급관이 공기압력에 의해 팽창되며, 이때 발생되는 힘이 로드셀에 측정되므로 공기압력에 의해 팽창되는 힘을 감해 주어야 순 추력 값을 알 수 있게 된다. 이를 위하여 스틸링 챔버에서 노즐로 연결되는 관을 폐쇄한 후 압력을 가하였다. 그 결과 로드셀에 작용하는 힘을 측정 하였으며, 공급한 공기 압력에 대한 관의 팽창력 관계식을 Fig. 5와 같이 구할 수 있다. 이때 압력비는 대기압과 Stilling Chamber 압력의 비이다. 그림에서 Load 1 은 압력 인가 시, Load 2 는 압력 강하 시에 대한 관계식으로 약간의 히스테리시스가 있음을 알 수 있다.

수직방향 추력의 경우 전체 노즐 시스템의 비정렬에 의해 순 추력 이외의 일부 추가적인 힘

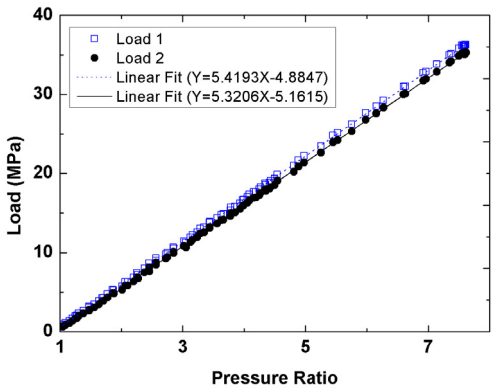


Fig. 5 Axial Thrust Correction

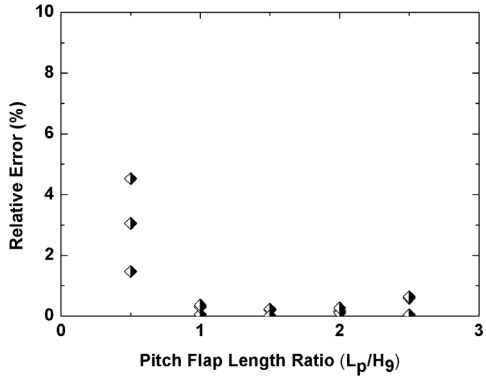


Fig. 6 Vertical Thrust Relative Error

이 발생하며, 이를 보정하기 위하여 수평상태로 노즐을 정렬한 후 측정되는 수직방향의 힘을 피치 편향 시 감해 주었다. 모든 실험경우에 대하여 3회 반복 실험을 수행하였고 최대 오차 범위는 축방향의 경우 3.8%, 수직방향의 경우 4.5% 이다. 피치플랩 길이비에 따른 수직방향 추력의 상대오차 측정값이 Fig. 6에 제시되어 있다. 이때 상대오차는 측정값과 평균값의 차를 평균값으로 나눈 백분율 값이다. 피치플랩 길이비가 작은 Case 4 (L_p/H_9 = 0.5) 인 경우 상대오차가 4.5% 정도로 크게 나타나고 있으며, 그 외의 경우 상대오차는 1% 이내의 작은 값을 가지고 있음을 볼 수 있다. 이것은 피치플랩 길이비가 작은 경우 시간에 따른 유동이 불안정하여 추력이 시간에 따라 불규칙하게 변동하기 때문으로 판

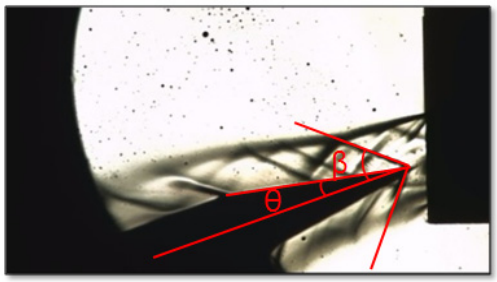


Fig. 7 Wedge Flow Visualization (Case 6)

단되며, 이 현상은 유동 가시화에서 확인 할 수 있었다.

2.4 실험 방법

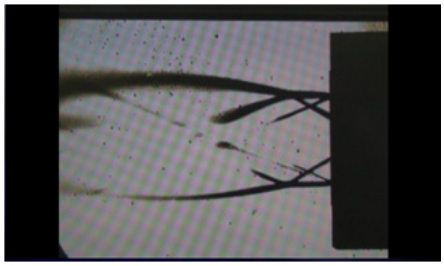
추력측정은 노즐후방에 이차원 웨지를 위치한 경우와 웨지가 없는 상태에서 각각 3회씩 반복 실험을 하여 측정하였다. 이차원 웨지는 노즐후방의 제트속도를 측정하기 위한 것으로 Fig. 7에 측정예가 제시되어 있다.

3. 실험결과 및 분석

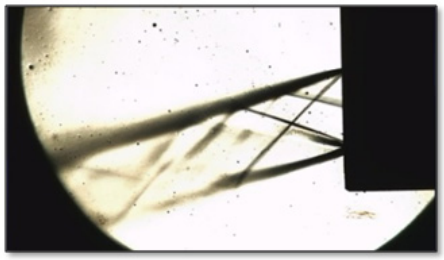
3.1 피치 각 변화에 따른 추력 특성

피치플랩 길이비가 노즐출구높이의 1.5배 (1.5H_9) 의 동일한 조건에서 기하학적 피치각을 0°, 10°, 20° 로 변경한 경우에 대한 추력측정 및 유동가시화 결과가 Fig. 8, 9, 10에 제시되어 있다.

Figure 8에서 피치 편향을 하지 않는 Case 1의 경우 제트 유동은 상하 대칭을 이루고 있음을 확인 할 수 있다. Case 2의 경우 노즐 출구 윗면은 경사충격파와 아랫면의 충격파의 모양이 약간 차이가 나고 있음을 볼 수 있으며, 제트 유동이 상하로 다소 불균일하게 분출되고 있음을 알 수 있다. Case 3의 경우는 더욱 복잡한 형태를 띠고 있음을 볼 수 있다. 이것은 피치 플랩의 편향에 의해 노즐 내부에 형성된 경사각에 의해 노즐 내부로부터 발달된 충격파와 노즐 출구의 팽창파가 서로 간섭 및 중첩 되면서 매우 불안정한 압력 분포가 형성되고, 경계층 박리가 발생



(a) Case 1, $\delta_{v,p}$= 0°



(b) Case 2, $\delta_{v,p}$= 10°

(c) Case 3, $\delta_{v,p}$= 20°

Fig. 8 Schlieren Photos with Pitch Flap Deflection Angle

하면서 불규칙한 유동장이 형성되는 것으로 추정되며 이종성 등[12]에 의해 연구된 바 있다. 한편 기하학적 편향 각이 0°, 10°, 20° 인 경우 제트 유동각(δ_p)는 각각 0°, 15.5°, 22.3° 로 관측되었다. 제트 유동각이란 추력편향 장치에 의하여 노즐로 분출되는 유동이 편향되는 각도를 의미한다. 측정된 제트 유동각은 쉴리렌 사진을 이용하여 제트 유동의 윗면의 흐름을 기준으로 하여 충격파의 윗측 경계선 사이의 각도로 3회반복실험 값을 평균값으로 정하였다. 이때 3회 평균 측정 편차는 평균값에 대하여 최대 1.74% 로 나타났다. 신뢰도 95% 수준에서 한계 구간은 1.75% 로 측정편차는 이 구간 내에 있음을 알

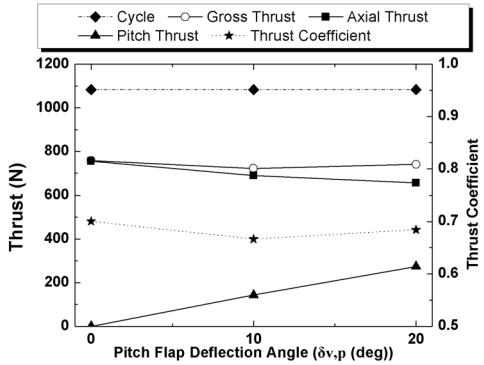


Fig. 9 Thrust and Thrust Coefficient with Pitch Flap Deflection Angle

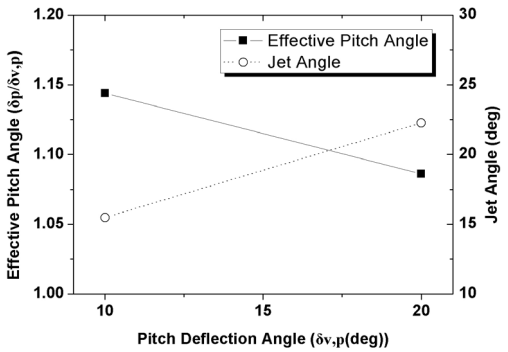


Fig. 10 Effective Pitch Angle and Jet Angle with Pitch Flap Deflection Angle

수 있다. 이때 제트 유동각은 제트흐름의 제트 유동각이 기하학적 피치 편향각보다 높게 나타나는 이유는 플랩 윗면힌지와 아랫면 힌지에서의 형성된 충격파의 형태가 달라 제트 유동의 중심선에서 서로 반사되지 못하기 때문으로 판단된다.

Figure 9는 기하학적 피치각 변화에 따른 추력 특성을 나타낸다. Cycle 값은 엔진 사이클에서 계산한 이론값으로서 추력 계수의 기준이 된다. 추력계수(C_{fg}) 는 측정추력과 사이클 이론 추력의 비로 나타내며, 노즐의 성능을 나타내는 지표로서 무차원화 된 계수이다.

기하학적 피치각($\delta_{v,p}$)이 0°, 10°, 20°로 증가될 때 피치 추력은 0, 143, 274 N까지 증가하고, 축추력은 755, 689, 655 N 으로 나타나 결국 총 추력은 755, 721, 741 N 으로 변화된다. 이때 추력계수는 기하학적 피치각($\delta_{v,p}$)이 0°, 10°, 20°로 증가될 때 각각 0.70, 0.67, 0.68 을 나타났다. 이 결과로부터 피치 편향 각이 커지면 피치추력은 증가하지만 축 추력의 감소로 총 추력은 추력편향이 없는 경우 보다 작은 값을 가짐을 알 수 있다.

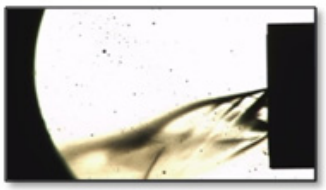
Figure 10은 피치 편향각에 따른 유효피치각(Effective Pitch Angle) 과 제트유동각(Jet Angle)을 보여준다. 유효피치각(Effective Pitch Angle) 은 피치플랩 길이비에 따른 피치추력 각도(δ_p) 와 기하학적 피치($\delta_{v,p}$)의 비를 표시한 것이고 그 값이 높을수록 효율이 우수함을 나타내는 척도이다. 제트유동각은 기하학적 피치 각 10°일 때 15.5° 이고 20°일 때 22.3°으로 두 경우 모두 기하학적 편향보다 더 큰 제트 편향 각을 가지고 있음을 알 수 있다. 그러나 유효피치각은 기하학적 피치 편향각이 10°인 경우가 기하학적 피치 편향각 20°인 경우보다 약간 더 큰 값을 가지고 있어 기하학적 피치 편향각이 10°인 경우 피치효율이 다소 우수함을 알 수 있다.

3.2 피치 플랩 길이 변화에 따른 추력 특성

기하학적 피치각을 20° 로 일정하게 하고, 피치플랩의 길이를 출구높이의0.5배(Case 4), 1.0배(Case 5), 1.5배(Case 6), 2.0배(Case 7), 2.5배(Case 8) 의 5가지 경우에 대한 유동 가시화 및 추력측정을 수행하였다. 피치플랩 길이비에 따른 쉴리렌 가시화 사진이 Fig. 11에 제시되어 있으며, 편향된 제트 유동각은 피치플랩 길이비가 0.5 인 경우(Case 4) 13.5°, 1.0 인 경우(Case 5) 18.9°, 1.5 인 경우(Case 6) 22.3°, 2.0 인 경우(Case 7) 24°, 2.5 인 경우(Case 8) 23.8°로 나타났다. Case 4, 5 번의 경우 기하학적 피치플랩 편향각인 20°보다 적게 편향 되었으나 Case 6, 7, 8 에서는 기하학적 편향 각 이상으로 제트 유동이 편향된 것을 확인할 수 있다.

따라서 피치플랩의 편향에 따라 제트 유동각이 적절하게 편향되는 최소의 플랩 길이비가 노즐 출구높이의 1.0 배 이상이 되어야 함을 알 수 있다. 이러한 현상은 Case 4, 5 의 경우 노즐 피

(a) Case 4


(b) Case 5

(c) Case 6

(d) Case 7

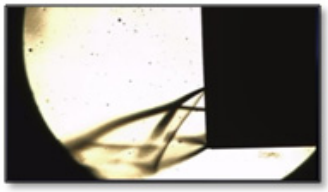

(e) Case 8

Fig. 11 Schlieren Photos with Pitch Flap Length Ratio

치플랩의 길이가 짧아 노즐 내의 초음속 유동이 피치플랩의 편향정도를 추종하지 못하였기 때문으로 판단된다.

Figure 12에 피치플랩의 길이비(L_p/H_9) 에 따른 추력 및 추력계수가 제시되어 있다. 피치플랩 길이비가 0.5 에서 1.5 로 증가 할수록 피치 추력은 점차 증가하며 축 추력은 감소함을 볼 수 있다. 피치플랩 길이비 1.5 이상에서는 피치 추력이 일정하거나 약간 감소하는 경향을 보였다. 따라서 피치 플랩 길이비 1.5 와 2.0 사이의 경우 총 추력 손실을 최소화 하는 동시에 적절한

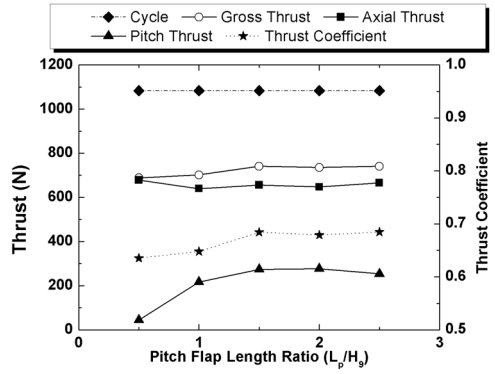


Fig. 12 Gross Thrust and Thrust Coefficient with Pitch Flap Length Ratio

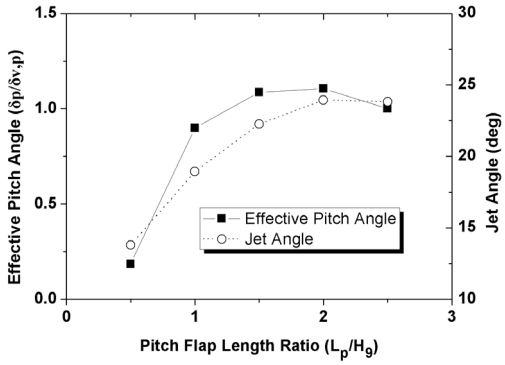


Fig. 13 Effective Pitch Angle and Jet Angle with Pitch Flap Length Ratio

피치 추력을 확보할 수 있을 기하학적 경계로 판단된다.

Figure 13에 피치플랩의 길이비(L_p/H_9) 에 따른 유효 피치각($\delta_p/\delta_{v,p}$) 및 제트 유동각이 제시되어 있다. 피치플랩 길이비가 증가함에 따라 편향효율은 점차 증가하여 피치플랩 길이비 1.5 이상에서는 편향효율이 1보다 높은 값을 가져 의도한 피치편향추력보다 높은 피치 편향각을 가지는 것을 확인하였다. 이것은 노즐내부의 복잡한 충격파에 의해 유동이 간섭을 받기 때문으로 판단되나 내부 유동가시화 또는 수치해석을 통하여 추 후 확인 할 수 있을 것이다. 피치플랩 길이비 2.0 에서 가장 높은 효율을 나타내고 있으나, 플랩의 길이비가 길어지면 항공기의 중량을 증가 시키는 단점이 있어 플랩 길이 비 1.5 에서

2 사이에서 피치플랩 길이의 최적값을 도출 할 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결 론

2차원 초음속 축소 확대 노즐에서 피치편향시의 추력을 로드셀을 이용하여 측정하였다. 또한 이때 발생하는 제트 유동을 쉴리렌 가시화를 통하여 관찰 하였다. 연구결과를 요약하면 다음과 같다. 유동의 기하학적인 편향 정도는 피치플랩 편향각 20°에 한하여 출구길이대비 피치플랩 길이의 비가 약 1.5이상이면 유동의 편향은 피치플랩에 의해 의도된 편향각 20°만큼 편향이 적절하게 이루어진다. 따라서 의도된 편향각 만큼 편향이 되기 위한 최소한의 피치플랩길이비가 존재한다는 것을 확인할 수 있었다. 즉 추력 편향시 피치플랩 길이가 너무 짧으면 노즐 내부의 유동이 기하학적 피치 편향을 추종하지 못하고, 플랩길이가 너무 길면 노즐 내부에서의 충격파 형성후 서로의 간섭 등으로 압력 손실 등에 의해 추력 손실이 발생할 수 있다. 동일한 피치플랩 길이비에서 기하학적 편향각을 증가시킬 경우 피치 추력은 계속 증가하는 양상을 보이나, 축 추력은 감소하여 결국 총 추력은 피치편향이 없을 경우보다 다소 작은 값을 가진다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 기초연구인 "추력편향노즐 성능해석 및 모델링" 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Herbst, W. B., "Future Fighter Technologies," Journal of Aircraft, Vol. 17, No. 8, 1980, pp.561-566
2. Taylor, J. G., "A Static Investigation of a Simultaneous Pitch and Yaw Thrust Vectoring 2-D C-D Nozzle," AIAA/ASME/SAE/ASEE 24th Joint Propulsion Conference, 1988, pp.1-12
3. Yagle, P. J., Miller, D. N., Ginn K. B., and Hamstra, J. W., "Demonstration of Fluidic Throat Skewing for Thrust Vectoring in Structurally Fixed Nozzles," Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 123, No. 3, 2001, pp.502-507
4. Porzio, A. J. and Franke, M. E., "Experimental Study of a Confined Jet Thrust Vector Control Nozzle," Journal of Propulsion and Power, Vol. 5, No. 5, 1989, pp.596-601
5. Deere, K. A., "Summary of Fluidic Thrust Vectoring Research Conducted at NASA LANGLEY Research Center," The 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA-2003-3800, 2003, pp.1-18
6. Brenner, M. J., "Aeroservoelastic Modeling and Validation of a Thrust -Vectoring F/A-18 Aircraft," NASA Technical Paper 3647, 1996
7. 신춘식, 김희동, “이중목 노즐을 이용한 추력벡터 제어에 관한 기초적 연구,” 한국 추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.25-30
8. 전동현, 이열, 허준영, 성홍계, 전동연, “Coanda 효과를 이용한 추력편향 제어에 관한 실험적 연구,” 한국항공우주학회 2008년도 추계학술발표회 논문집, 2008, pp.82-85
9. Carson, G. T. Jr. and Capone, F. J., "Static Internal Performance of an Axisymmetric Nozzle with Multiaxis Thrust-Vectoring Capability," NASA Technical Memorandum 4237, 1991
10. Stevens, H. L., Thayer, E. B., and Fullerton, J. F., "Development of the Multi- Function 2-D/C-D Nozzle," AIAA/SAE/ASME 17th Joint Propulsion Conference, AIAA-81-1491, 1981, pp.1-11

11. 김윤희, 최성만, 장현수, “2D 추력편향 노즐 성능 및 유동 해석,” 한국추진공학회 제33회 추계학술대회논문집, 2009, pp.483-486
12. 이종성, Vicent Lijo, 김희동, “과팽창 노즐에서 발생하는 충격파-경계층 간섭의 천이에 관한 수치 해석적 연구,” 대한기계학회 유체공학부문 춘계학술대회 논문집, 2010, pp.157-162